

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 02-309702

(43)Date of publication of application : 25.12.1990

(51)Int.Cl.

H01Q 3/08

H01Q 1/28

(21)Application number : 01-131064

(71)Applicant : TOKIMEC INC

(22)Date of filing : 24.05.1989

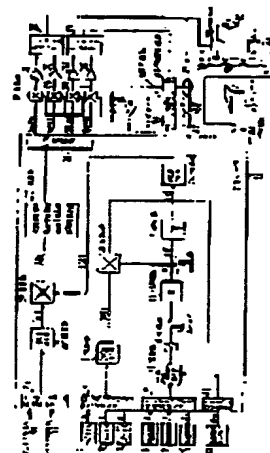
(72)Inventor : OKAYASU NAOTO
MIYOSHI YOZO
YOSHIDA SEIJI

(54) TELEVISION ANTENNA DIRECTING DEVICE

(57)Abstract:

PURPOSE: To reduce a calculation load and to simplify the device by providing an angular velocity detecting means which detects the angular speed component of machine body motion and an arithmetic means which calculates a coordinate conversion matrix by integrating the angular speed component detected by the angular speed detecting means.

CONSTITUTION: Gyros 1, 2, and 3 are used to detect angular velocities P, Q, and R around respective axes of a machine body and a processor solves a differential equation by using the detected angular speeds P, Q, and R to find the coordinate conversion matrix. Further, a computing element 15 calculates the coordinate conversion matrix by using the detection outputs of accelerometers 8, 9, and 10 and a magnetic direction sensor 12 for the removal of a drift due to the use of the gyros 1, 2, and 3, the coordinate conversion matrix is inputted to an integration loop through a subtracter 16 and a proportion device 17 to find the solution of the coordinate conversion matrix, and a computing element 24 calculates finally the coordinate conversion matrix for conversion from earth coordinates to machine body coordinates by transposition arithmetic.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's decision]

of rejection]

[Date of extinction of right]

Copyright (C): 1998,2003 Japan Patent Office

⑨ 日本国特許庁(JP)

⑩ 特許出願公開

⑫ 公開特許公報(A) 平2-309702

⑮ Int. Cl.⁵

H 01 Q 3/08
1/28

識別記号

庁内整理番号

7402-5 J
6751-5 J

⑬ 公開 平成2年(1990)12月25日

審査請求 未請求 請求項の数 2 (全9頁)

⑭ 発明の名称 テレビアンテナ指向装置

⑯ 特 願 平1-131064

⑰ 出 願 平1(1989)5月24日

⑱ 発 明 者	岡 安 尚 登	東京都大田区南蒲田2丁目16番46号	株式会社東京計器内
⑲ 発 明 者	三 好 陽 三	東京都大田区南蒲田2丁目16番46号	株式会社東京計器内
⑲ 発 明 者	吉 田 誠 治	東京都大田区南蒲田2丁目16番46号	株式会社東京計器内
⑳ 出 願 人	株式会社東京計器	東京都大田区南蒲田2丁目16番46号	
㉑ 代 理 人	弁理士 竹 内 進	外1名	

明細書

1. 発明の名称

テレビアンテナ指向装置

2. 特許請求の範囲

(1) 地球座標上でのアンテナ指向方向を示す単位ベクトルのマトリックス[A]。を、機体運動の検出成分に基づいて算出される座標変換マトリックス[B]^Tを使用して機体座標上でのアンテナ指向方向を示す単位ベクトルのマトリックス[A]。に変換し、該マトリックス[A]。の要素成分に基づいて機体に搭載されたアンテナを指向制御するテレビアンテナ指向装置に於いて、

機体運動の角速度成分を検出する角速度検出手段と；

該角速度検出手段で検出された角速度成分の積分演算により前記座標変換マトリックス[B]^Tを算出する演算手段と；

を備えたことを特徴とするテレビアンテナ指向装

置。

(2) 請求項1記載のテレビアンテナ指向装置に於いて、更に、

機体運動の加速度成分を検出する加速度検出手段と；

地磁気方位を検出する磁気方位検出手段と；

前記加速度検出手段及び磁気方位検出手段の検出出力に基づいて前記演算手段で算出される座標変換マトリックス[B]^Tのドリフト分を除去するドリフト除去手段と；

を設けたことを特徴とするテレビアンテナ指向装置。

3. 発明の詳細な説明

[産業上の利用分野]

本発明は、ヘリコプタ等の飛行体に搭載されたテレビアンテナを任意の地上局に向くように指向制御するテレビアンテナ指向装置に関する。

[従来の技術]

従来、この種のテレビアンテナ指向装置としては、例えば第2図に示すようなものがある。

第2図において、100はレゾルバチェーンで構成されたレゾルバ専用計算機であり、アンテナ指向方向を示す設定情報としてアンテナ方位角 ϕ_a とアンテナ俯仰角 θ_a が入力される。

ここで、アンテナ方位角 ϕ_a は地上から機上に送信されるアンテナの地球座標における方位角であり、またアンテナ俯仰角 θ_a は機上で設定されるアンテナの水平面からの俯仰角である。

今、アンテナ指向方向を現わす単位ベクトルをAとすれば、レゾルバ専用計算機100は単位ベクトルAの地球座標での成分を計算する。ここで地球座標は第3図に示すように北軸、東軸及び下方軸を有する固定直交座標である。

これら地球座標の成分を要素にもつ単位ベクトルのマトリックスを $[A]_e$ とすれば、レゾルバ専用計算機100の演算部102において次式で

$$\begin{aligned} \text{従って、転置マトリックス } [B]^T \text{ を機体運動を現わす方位角 } \phi、\text{ ロール角 } \psi \text{ 及びピッチ角 } \theta \text{ で記述すると、次式のようになる。} \\ [B]^T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \phi & 0 & -\sin \phi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \phi & 0 & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\ = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \phi & \cos \theta \sin \phi & -\sin \theta \\ -\cos \phi \sin \theta + \sin \phi \cos \theta \cos \psi & \cos \phi \cos \theta + \sin \phi \sin \theta \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi + \cos \phi \cos \theta & -\sin \phi \cos \theta \cos \psi + \cos \phi \sin \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad \dots (2) \end{aligned}$$

更にレゾルバ専用計算機100は、アンテナ指向方向を現わす単位ベクトルAの機体座標における角度成分を計算するため、前記(1)式で現わされる単位ベクトルAのマトリックス $[A]_e$ と、前記(2)式で現わされる座標変換マトリックス $[B]^T$ との積を乗算部110で計算する。

即ち、単位ベクトルAの機体座標における成分を要素にもつマトリックスを $[A]_b$ とすれば、 $[A]_b$ は次式で記述される。

特開平2-309702 (2)

現わされる座標マトリックス $[A]_b$ が算出される。

$$[A]_b = \begin{bmatrix} \cos \theta_a & \cos \phi_a \\ \cos \theta_a & \sin \phi_a \\ -\sin \theta_a \end{bmatrix} \quad \dots (1)$$

また方位ジャイロ104から機体の方位角 ϕ 、垂直ジャイロ106から機体のロール角 ψ 及びピッチ角 θ が検出され(第3図参照)、それぞれレゾルバ専用計算機100に入力される。レゾルバ専用計算機100は機体運動を示す方位角 ϕ 、ロール角 ψ 及びピッチ角 θ に基づいて演算部108で座標変換マトリックス $[B]$ を計算する。

ここで座標変換マトリックス $[B]$ は機体座標から地球座標へ任意のベクトルの成分を変換するマトリックスであり、座標変換マトリックス $[B]$ の転置マトリックス $[B]^T$ は地球座標から機体座標へ任意のベクトルの成分を変換する性質を有する。

$$[A]_b = [B]^T \cdot [A]_e \quad \dots (3)$$

この乗算部110で算出された機体座標における単位ベクトルの成分を示すマトリックス $[A]_b$ は、演算部112で前記(3)式の解として得られ、第4図に示すように機体に搭載されたテレビアンテナの指向方向を示す機体前後軸からの機体上下軸回りの角度を ϕ 、機体前後軸と機体左右軸を共に含む機体水平面からの俯仰角を θ とすれば、次式で記述される。

$$[A]_b = \begin{bmatrix} \cos \theta_b & \cos \phi_b \\ \cos \theta_b & \sin \phi_b \\ -\sin \theta_b \end{bmatrix} \quad \dots (4)$$

この第(4)式で記述されたマトリックス $[A]_b$ の各要素は、アンテナ45の俯仰軸44と方位軸50に結合されたレゾルバ114、116に入力され、レゾルバ114、116の2次出力をアンプ42、51を介してサーボモータ43、54に入力することにより、アンテナ指向方向が制御

特開平2-309702 (3)

される。

〔発明が解決しようとする課題〕

しかしながら、このような従来のテレビアンテナ指向装置にあっては、レゾルバチェーンにより専用計算機を構成するために計算機構造が複雑で小型化しにくく、またアンテナ方位角、アンテナ俯仰角、機体の姿勢角（方位角、ロール角、ピッチ角）は角度データとしてレゾルバ専用計算機に入力することを必要とする繁雑さがあった。

本発明は、このような従来の問題点に鑑みてなされたもので、汎用プロセッサによる座標変換計算を可能にして計算負荷の軽減と装置の簡略化を図るようにしたテレビアンテナ指向装置を提供することを目的とする。

〔課題を解決するための手段〕

まず本発明は、地球座標でのアンテナ指向方向を示す単位ベクトルのマトリックス〔A〕を、機体運動の検出成分に基づいて算出される座標変

換マトリックス〔B〕^Tのドリフト分を除去するドリフト除去手段と；を設ける。

〔作用〕

このような構成を備えた本発明のテレビアンテナ指向装置によれば、まず機体運動による機体の各軸方向（前後軸、左右軸、および上下軸）の角速度P、Q、Rが検出されると、この角速度を用いてプロセッサにより微分方程式の解として座標変換マトリックス〔B〕^Tが直接求められる。

一方、設定されたアンテナ方位角 ϕ と俯仰角 θ をプロセッサに取込んでアンテナ指向ベクトルAの地球座標上におけるマトリックス〔A〕の要素成分を求め、そのとき算出されている座標変換マトリックス〔B〕^Tを使用することより機体座標上におけるアンテナ指向ベクトルを現わすマトリックス〔A〕の要素成分を求め、このマトリックス〔A〕の要素成分に従ってアンテナを指向制御する。

換マトリックス〔B〕^Tを使用して機体座標上でのアンテナ指向方向を示す単位ベクトルのマトリックス〔A〕に変換し、該マトリックス〔A〕の要素成分により機体に搭載されたアンテナを指向制御するテレビアンテナ指向装置を対象とする。

このようなテレビアンテナ指向装置につき本発明にあっては、機体運動の角速度成分を検出する角速度検出手段と；該角速度検出手段で検出された角速度成分の積分演算により前記座標変換マトリックス〔B〕^Tを算出する演算手段と；を設けるようにしたものである。

また前記角速度検出手段及び座標変換マトリックスを算出する演算手段に加え、更に、機体運動の加速度成分を検出する加速度検出手段と；地磁気方位を検出する磁気方位検出手段と；加速度検出手段及び磁気方位検出手段の各検出力に基づいて前記演算手段の積分演算で算出される座標変

更に、角速度検出手段として使用するジャイロの誤差による座標変換マトリックス〔B〕^Tのドリフトを防ぐため、機体の各軸方向の加速度と地磁気方位の各検出力を用いてドリフトを除去する演算処理を座標変換マトリックス〔B〕^Tを求める積分演算ループ内に持たせ、座標変換の演算精度を高める。

〔実施例〕

第1図は本発明の一実施例を示した実施例構成図である。

第1図において、52は汎用のプロセッサであり、プロセッサ52に対してはジャイロ入力インターフェース4を介して機体運動の角速度成分を検出する角速度検出手段としてジャイロ1、2、3が設けられる。ジャイロ1は機体前後軸まわりの角速度Pを検出し、ジャイロ2は機体左右軸まわりの角速度Qを検出し、更にジャイロ3は機体上下軸まわりの角速度Rを検出する。

特開平2-309702 (4)

ジャイロ1, 2, 3からの各検出角速度P, Q, Rはジャイロ入力インターフェース4よりプロセッサ52内の演算器5に与えられ、演算器5は入力角速度P, Q, Rからskew symmetricマトリックスであるマトリックス $[\omega]$ を計算する。即ち、 $[\omega]$ は次式で記述される。

$$[\omega] = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \quad \dots (5)$$

演算器5で演算された前記第(5)式のマトリックス $[\omega]$ は乗算器6に与えられ、後の説明で明らかにする機体座標から地球座標へ座標変換するための変換マトリックスである $[B]$ との積を計算し、この積は座標変換マトリックス $[B]$ の微分成分である $[\dot{B}]$ に等しい。即ち、

$$[\dot{B}] = [B] [\omega] \quad \dots (6)$$

が乗算器6で算出される。乗算器6の出力は加算

器18を介して積分器7に与えられ、積分器7による積分で機体座標から地球座標への座標変換に使用する座標変換マトリックス $[B]$ が求められる。

ところで前記第(6)式で与えられる乗算器6の出力を積分器7で積分するためには、変換マトリックス $[B]$ の初期値が必要である。また座標変換マトリックス $[B]$ は積分計算により得られるのでジャイロ1, 2, 3の出力P, Q, Rにオフセットがあると座標変換マトリックス $[B]$ にはドリフトが生ずる。

この積分器7で算出される座標変換マトリックス $[B]$ に生ずるドリフトを除去するためプロセッサ52に対し加速度計8, 9, 10及び磁気方位センサ12が設けられる。

加速度計8は機体前後軸方向の加速度Xを検出し、加速度計9は機体左右軸方向の加速度Yを検出し、更に加速度計10は機体上下軸方向の加速

度Zを検出する。加速度計8, 9, 10の出力は加速時計入力インターフェース11を介してプロセッサ52の演算器15に入力される。一方、磁気方位センサ12は機首方向に対する地磁気の方向を検出し、機体の方位角 ϕ_m を磁気方位入力インターフェース13を介してプロセッサ52の演算器15に入力する。

演算器15は、磁気方位センサの検出方位 ϕ_m と加速度計8, 9, 10間の検出加速度X, Y, Zに基づき座標変換マトリックス $[B]$ を算出する。

今、機体に作用する加速度として、機体上下軸方向で下方をマイナスとした重力加速度gを考え、その時の加速度計8, 9, 10の検出加速度X, Y, ZをAccx, Accy, Acczで表わし、更に加速度出力をもたらしした機体のロール角を ϕ 、ピッチ角を θ 。とすると加速度Accx, Accy, Acczは次式で記述される。

$$\left. \begin{aligned} \text{Accx} &= g \sin \theta, \\ \text{Accy} &= -g \cos \phi, \cos \theta, \\ \text{Accz} &= -g \cos \phi, \cos \theta. \end{aligned} \right\} \quad \dots (7)$$

この第(7)式より $\sin \theta, \cos \theta, \sin \phi, \cos \phi$ を求めると、

$$\left. \begin{aligned} \sin \theta &= \text{Accx} / g \\ \cos \theta &= \sqrt{1 - (\text{Accx} / g)^2} \\ \sin \phi &= -\text{Accy} / g \sqrt{1 - (\text{Accx} / g)^2} \\ \cos \phi &= -\text{Accz} / g \sqrt{1 - (\text{Accx} / g)^2} \end{aligned} \right\} \quad \dots (8)$$

となる。この第(8)式と磁気方位センサ12からの検出方位角である ϕ_m から座標変換マトリックス $[B]$ は次式で表わされる。

$$[B]_{eg} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \phi_m & -\cos \theta \sin \phi_m \cos \phi & \sin \theta \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \cos \phi_m \\ \cos \theta \sin \phi_m \cos \phi & \cos \theta \cos \phi_m \cos \phi & \sin \theta \sin \phi \cos \phi & -\sin \theta \cos \phi_m \cos \phi \\ \sin \theta & \sin \theta \cos \phi & \cos \theta & \sin \theta \sin \phi \\ \sin \phi & \cos \phi & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \dots (9)$$

演算器15で算出された前記第(9)式は減算

器16に与えられ、減算器16において積分器7の出力として得られた座標変換マトリックス[B]が差し引かれる。減算器16の出力はスイッチ53を介して比例器17に与えられ、比例器17でK倍された後、加算器18より前記第(6)式であらわされる演算ループ内に取り込まれる。

従って、最終的に座標変換マトリックス[B]を求める微分方程式は次式で与えられる。

$$\dot{[B]} = [B] \cdot [\omega] + K([B]_{\text{ref}} - [B]) \quad \dots (10)$$

ここで、減算器16と比例器17の間に設けたスイッチ53は、急旋回時等に加速度計8、9、10に大加速度が生じて出力が飽和し、同時に磁気方位センサ12の出力に誤差が生ずることから、この場合にスイッチ53を開いて前記第(10)式における $K([B]_{\text{ref}} - [B])$ を一時的に切り離す。

このように加速度計8、9、10及び磁気方位センサ12の検出出力に基づいてドリフト分が補

は乗算器23に与えられ、乗算器23において演算器24で転置演算された座標変換マトリックス[B]^Tと乗算され、アンテナ指向方向を表わす単位ベクトルの機体座標の成分を要素にもつ前記第(3)式のマトリックス[A]₀が計算される。

乗算器23で乗算されたマトリックス[A]₀は演算器25に与えられる。

ここで、アンテナ指向角として第4図に示したように機体前後軸からの機体上下まわりの角度であるφと機体前後軸と機体左右軸を含む面からの俯仰角θを考えると、マトリックス[A]₀は次式となる。

$$[A]_0 = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta \cos \phi \\ \sin \theta & \cos \theta \cos \phi \\ 0 & -\sin \phi \end{bmatrix} \quad \dots (11)$$

また、乗算器23で計算されたマトリックス[A]₀の各要素をA_{xx}、A_{xy}、A_{xz}とすれば、

正された積分器7からの座標変換マトリックス[B]は演算器24に与えられ、転置演算により地球座標から機体座標に任意のベクトルを変換するための転置マトリックス[B]^Tを算出する。この演算器24で最終的に演算される座標変換マトリックス[B]^Tは前記第(2)式であらわされる。

一方、地上から機上に送信されたアンテナの地球座標におけるアンテナ方位角φと機上で設定されたアンテナの水平面からの俯仰角であるアンテナ俯仰角θは設定角入力インターフェース21を介してプロセッサ52の演算器22に入力される。

演算器22では、アンテナ指向方向を表わす単位ベクトルAの地球座標成分を要素にもつマトリックスである前記第(1)式の[A]₀が計算される。

演算器22で演算されたマトリックス[A]₀は

$$[A]_0 = \begin{bmatrix} A_{x0} \\ A_{y0} \\ A_{z0} \end{bmatrix} \quad \dots (12)$$

となる。従って、演算器25にあっては、前記第(11)式と第(12)式が等しいものとしてマトリックス[A]₀の要素成分に含まれるcosφ、sinφ、cosθ、sinθについて解を求める演算を実行する。即ち、演算器25は、

$$\left. \begin{aligned} \cos \phi B &= A_{x0} / \sqrt{A_{x0}^2 + A_{y0}^2} \\ \sin \phi B &= A_{y0} / \sqrt{A_{x0}^2 + A_{y0}^2} \\ \cos \theta B &= \sqrt{A_{x0}^2 + A_{y0}^2} \\ \sin \theta B &= -A_{z0} \end{aligned} \right\} \quad \dots (13)$$

となる演算を行なう。

演算器25で演算された前記第(13)式の各値はD/A変換器26により直流電圧に変換されて出力され、乗算器28、29、30、31によりAC基準電圧7との乗算により交流電圧に変換される。

特開平2-309702 (6)

交流電圧に変換された $\cos \theta_0$ 、 $\sin \theta_0$ は増幅器 32、33 を介してスコットトランス 36 に入力され、スコットトランス 36 で交流 3 線信号に変換された後、制御変圧器 38 に入力される。制御変圧器 38 の軸はギア 39、40 を介して、アンテナ 45 の俯仰軸 44 に連結されている。また制御変圧器 38 の 2 次側の出力はアンプ 42 により増幅されサーボモータ 43 に入力される。従ってサーボモータ 43 はギア 41、40 を介してアンテナ 45 の俯仰軸 44 を制御変圧器 38 の 2 次側電圧がゼロとなるように回転させる。

一方、交流電圧に変換された $\cos \phi_0$ 、 $\sin \phi_0$ はアンプ 34、35 を介してスコットトランス 37 に入力され、交流 3 線信号に変換された後、制御変圧器 46 に入力される。制御変圧器 46 の軸はギア 47、48 を介してアンテナ 45 の方位軸 50 に連結されている。また制御変圧器 46 の 2 次側の出力は、アンプ 51 により増幅された後

サーボモータ 54 に入力される。従って、サーボモータ 54 はギア 49、48 を介してアンテナ 45 の方位軸 50 を制御変圧器 46 の 2 次電圧がゼロとなるように回転させる。

このような第 1 図に示した本発明の実施例の動作は、ジャイロ 1、2、3 を使用して機体の各軸まわりの角速度 P 、 Q 、 R を検出し、その検出角速度 P 、 Q 、 R を用いてプロセッサにより微分方程式を解いて座標変換マトリックスを求める。即ち、演算器 5 で検出角速度 P 、 Q 、 R を要素としたマトリックス $[\omega]$ を算出して乗算器 6 で帰還入力した座標変換マトリックス $[B]$ とかけ合せて前記第 (6) 式の $[B]$ を求め、これを積分器 7 で積分して微分方程式の解としての座標変換マトリックス $[B]$ を求める。

更に、ジャイロ 1、2、3 を使用したことによるドリフト除去のため、加速度計 8、9、10 及び磁気方位センサ 12 の検出出力により演算器

15 で前記第 (9) 式で示される座標変換マトリックス $[B]$ を計算し、減算器 16 及び比例器 17 を介して積分ループに取り込むことで前記第 (10) 式の解としての座標変換マトリックス $[B]$ の解を求め、最終的に演算器 24 の転置演算により地球座標から機体座標に変換するための座標変換マトリックス $[B]^T$ を算出する。一方、設定入力されたアンテナ方位角 ϕ_0 、及びアンテナ俯仰角 θ_0 に基づいて演算器 22 でアンテナ指向方向を示す単位ベクトルの地球座標成分で成るマトリックス $[A]_0$ を求め、このマトリックス $[A]_0$ を乗算器 23 で座標変換マトリックス $[B]^T$ とかけ合せて機体座標でのアンテナ指向方向を示す単位ベクトルの座標成分で成るマトリックス $[A]$ を求める。このようにして求められた機体座標におけるマトリックス $[A]$ 、につき機体前後軸からの機体上下軸まわりの角度 ϕ 、と機体前後軸と機体左右軸を含む面からの俯仰角

θ 、で示されるアンテナ指向角の各々の正弦及び余弦成分を演算器 25 で求め、これら正弦及び余弦成分を直流電圧に変換してアンテナ指向制御のために出力する。

プロセッサ 52 からの直流電圧としてのアンテナ制御信号はスコットトランス 36、37 により 3 線交流信号に変換され、この 3 線交流信号をアンテナ 45 の俯仰軸 44 及び方位軸 50 のそれぞれに連結された制御変圧器 38、46、サーボモータ 43、54 から成る各サーボループに入力することによりアンテナ 45 を機体運動の如何にかかわらず設定入力された地球座標におけるアンテナ方位角 ϕ_0 、アンテナ俯仰角 θ_0 を指向するように制御することができる。

〔発明の効果〕

以上説明してきたように本発明によれば、機体運動による角速度信号から算出される座標変換マトリックスを使用して地球座標上でアンテナ指向

特開平2-309702 (7)

方向を示す単位ベクトルのマトリックスを機体座標上でアンテナ指向方向を示す単位ベクトルのマトリックスに変換するため座標変換演算がより直接的に行なわれ、機体方位角、姿勢角の形にする必要がないため、座標変換のための演算負荷を低減でき、より高速な変換演算を行なうことができる。

また通常の汎用プロセッサにより座標変換演算ができるため、従来のレゾルバチェーンを使用した専用計算機に比べ装置の小型軽量化を達成でき、またコスト的にも安価に実現できる。

また、角速度を検出するジャイロ誤差による座標変換マトリックスのドリフトを機体各軸の加速度と磁気方位の検出力により補正するため、精度の高い座標変換演算を行なうことができる。

4. 図面の簡単な説明

第1図は本発明の一実施例を示した実施例構成図；
第2図は従来装置の説明図；

45 : アンテナ
50 : 方位軸
52 : プロセッサ

特許出願人 株式会社東京計器
代理人 弁理士 竹内 進
代理人 弁理士 宮内 佐一郎

第3図は地球座標と機体座標の説明図；

第4図はアンテナ指向角の説明図である。

1, 2, 3 : ジャイロ (角速度検出手段)

4, 5, 15, 11, 24, 25 : 演算器

6, 23, 28, 29, 30, 31 : 乗算器

7 : 積分器

8, 9, 10 : 加速度計

12 : 磁気方位センサ

16 : 減算器

17 : 比例器

18 : 加算器

26 : D/A変換器

32, 33, 34, 35, 42, 51 : アンプ

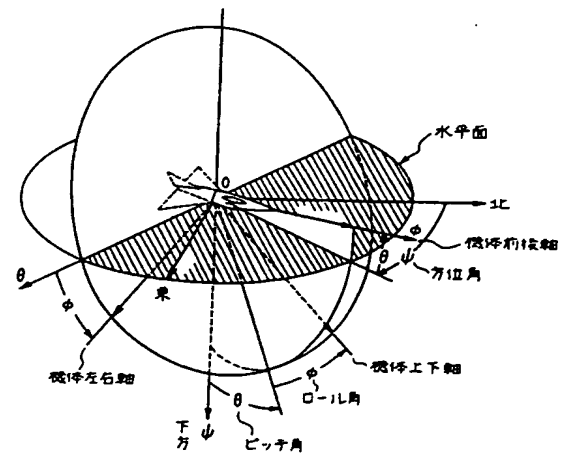
36, 37 : スコットトランス

38, 46 : 制御変圧器

39, 40, 41, 47, 48, 49 : ギア

43, 54 : サーボモータ

44 : 俯仰軸



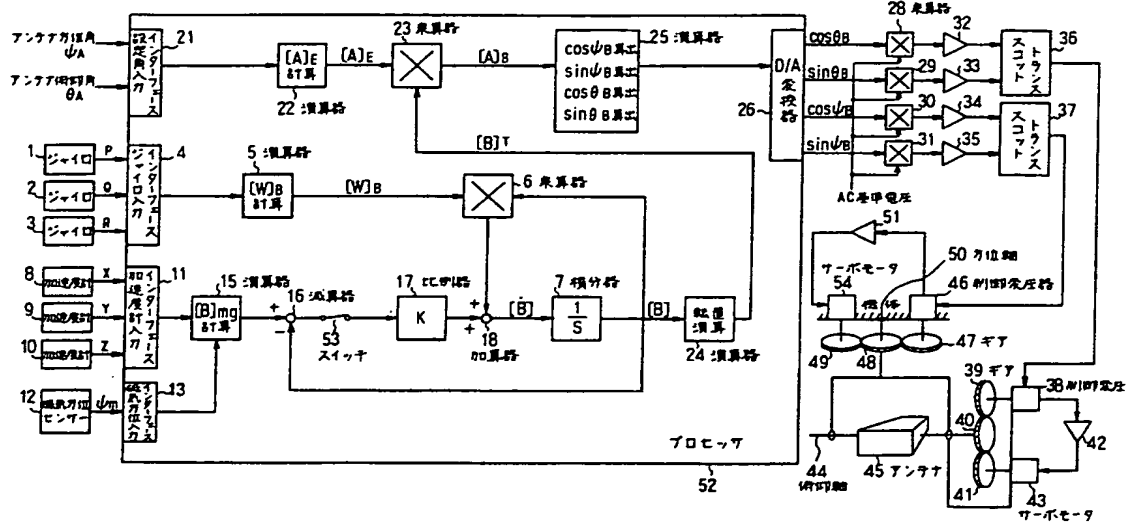
地球座標 : 北, 東, 下方

機体座標 : 機体前後軸, 機体左右軸, 機体上下軸

地球座標と機体座標の説明図

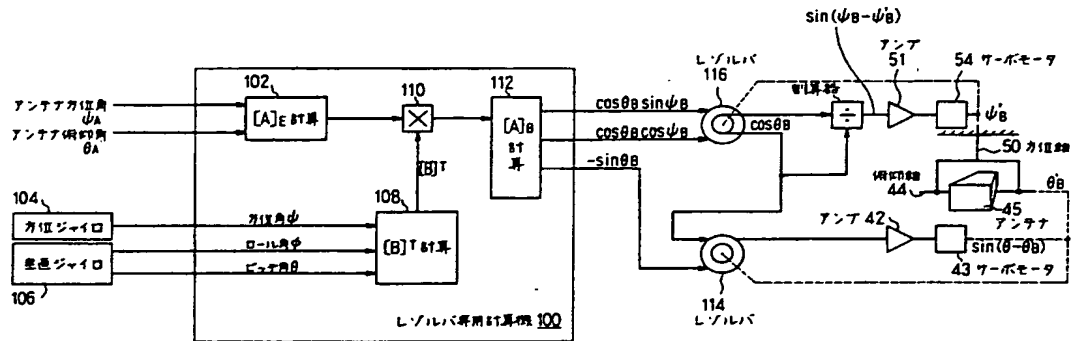
第3図

特開平2-309702 (8)



本発明の実施例構成図

第 1 図

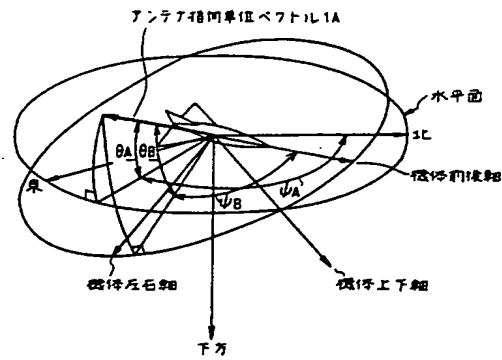


ψ_A, θ_A : 地球座標アンテナ指向角
 ψ_B, θ_B : 機体座標アンテナ指向角 (計算値)
 ψ'_B, θ'_B : 機体座標アンテナ指向角 (実角)

従来装置の説明図

第 2 図

特開平2-309702 (9)



- ψ_A : 地球座標におけるアンテナ方位角
 θ_A : 地球座標におけるアンテナ俯仰角
 ψ_B : 機体座標におけるアンテナ方位角
 θ_B : 機体座標におけるアンテナ俯仰角

アンテナ指向角の説明図

第4図

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☐ **BLACK BORDERS**
- ☐ **IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**
- ☐ **FADED TEXT OR DRAWING**
- ☐ **BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING**
- ☐ **SKEWED/SLANTED IMAGES**
- ☐ **COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS**
- ☐ **GRAY SCALE DOCUMENTS**
- ☒ **LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT**
- ☐ **REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY**
- ☐ **OTHER:** _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.